

# PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 07-004314

(43)Date of publication of application : 10.01.1995

(51)Int.Cl.

F02K 7/18  
F02K 7/14  
F02K 9/44  
F02K 9/62

(21)Application number : 05-149179

(71)Applicant : NATL AEROSPACE LAB  
MITSUBISHI HEAVY IND LTD

(22)Date of filing : 21.06.1993

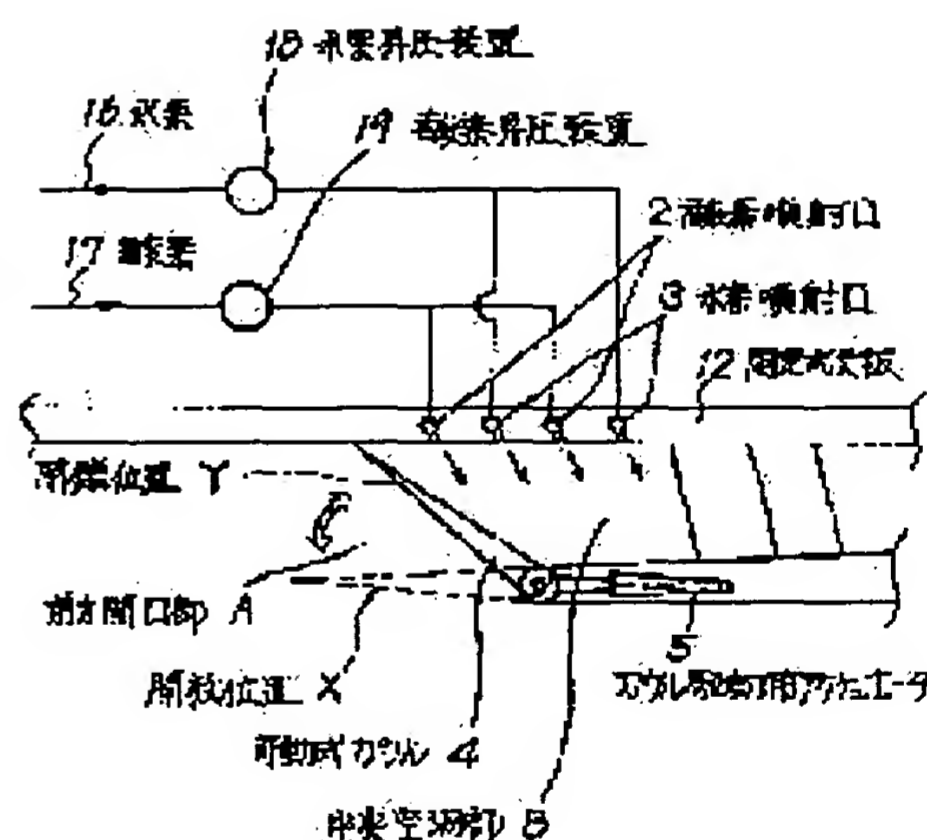
(72)Inventor : SHINNO MASAYUKI  
TOKUNAGA KEN  
TOGAWA MORIHITO

## (54) SCRAM JET ENGINE

### (57)Abstract:

PURPOSE: To add the rocket propulsion function to a scram jet engine which is provided with a flow passage putting a front opening part, a center cavity part, and a rear opening part in a row, and provided with a hydrogen jetting device in the center cavity part, so as to be usable even at take-off or outer space flight.

CONSTITUTION: A part of a member constituting the circumference of a flow passage putting a front opening part A, a center cavity part B, a rear opening part, and the like in a row, is constructed to be movable so as to close the front opening part, and an oxygen jetting device is additionally provided in the center cavity part B.



## LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

17.11.1997

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than  
the examiner's decision of rejection or  
application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number] 2877285

[Date of registration] 22.01.1999

[Number of appeal against examiner's  
decision of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's  
decision of rejection]

[Date of extinction of right]

Copyright (C); 1998,2003 Japan Patent Office

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開平7-4314

(43) 公開日 平成7年(1995)1月10日

(51) Int.Cl. <sup>6</sup>	識別記号	庁内整理番号	F I	技術表示箇所
F 0 2 K	7/18	7718-3G		
	7/14	7718-3G		
	9/44	7718-3G		
	9/62	7718-3G		

審査請求 未請求 請求項の数 1 O L (全 5 頁)

(51) 出願番号	特願平5-149179	(71) 出願人	391037397 科学技術庁航空宇宙技術研究所長 東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
(22) 出願日	平成5年(1993)6月21日	(71) 出願人	000006208 三菱重工業株式会社 東京都千代田区丸の内二丁目5番1号
		(72) 発明者	新野 正之 宮城県仙台市若林区南小泉1-3-7
		(72) 発明者	徳永 建 愛知県小牧市大字東田中1200番地 三菱重工業株式会社名古屋誘導推進システム製作所内
		(74) 代理人	弁理士 坂間 暁 (外1名)

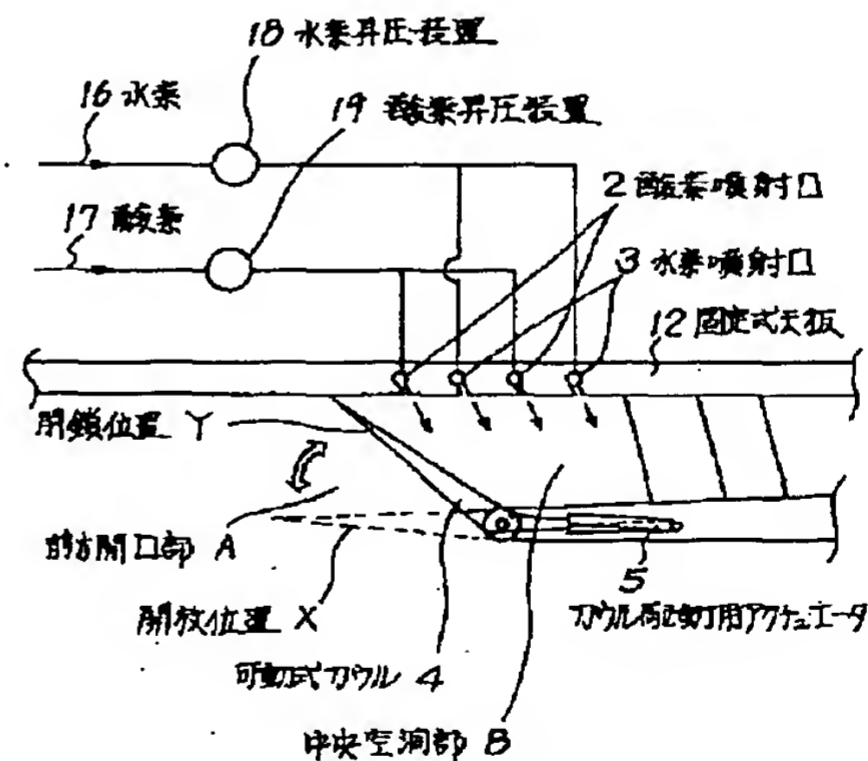
最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 スクラムジェットエンジン

## (57) 【要約】

【目的】 前方開口部、中央空洞部、および後方開口部を連ねた流路を備え、かつ上記中央空洞部へ水素を噴射する装置を備えたスクラムジェットエンジンに、離陸時あるいは大気圏外飛行時にも使用できるように、ロケット推進機能を付加すること。

【構成】 上記流路の周囲を構成する部材の一部を可動構造として前方開口部を閉鎖できるようにし、かつ上記中央空洞部へ酸素を噴射する装置を追加設置した。



## 【特許請求の範囲】

【請求項 1】 前方開口部、中央空洞部、および後方開口部を連ねた流路を備え、かつ上記中央空洞部へ水素を噴射する装置を備えたスクラムジェットエンジンにおいて、上記流路の周囲を構成する部材の一部を可動構造として前方開口部を閉鎖できるようにし、かつ上記中央空洞部へ酸素を噴射する装置を追加設置したことを特徴とするスクラムジェットエンジン。

## 【発明の詳細な説明】

## 【0001】

【産業上の利用分野】 本発明は地上から発進し、大気圏外へ到達する宇宙往還機に用いるため、ロケットエンジン機能を付与したスクラムジェットエンジンに関するものである。

## 【0002】

【従来の技術】 図 4 は従来のスクラムジェットエンジンを装備した宇宙往還機の側面図である。図において 1 は機体の下部に設けられているスクラムジェットエンジン、矢印 V は機体の飛行方向、矢印 I は上記エンジンへの空気流入方向、矢印 J は燃焼ガスの噴出方向である。

【0003】 図 5 は上記従来のスクラムジェットエンジンの縦断面図である。図において、11 は機体前胴、13 は機体後胴、12 は上記機体前胴と機体後胴の間に位置し、スクラムジェットエンジンの気体流路の上側壁面を形成する固定式天板、10 は同スクラムジェットエンジンの気体流路の下側壁面を形成する固定式カウル、15 は上記固定式天板 12 と固定式カウル 10 との間に設けられているスラット、3 は固定式天板 12 に設けられている水素噴射口、18 は同噴射口に連る配管上に設けられている水素昇圧装置、16 は同昇圧装置に供給される水素の流入方向である。また、A は前方開口部、B は中央空洞部、C は後方開口部、I はこのスクラムジェットエンジンに流入する空気の流れ、J はこのスクラムジェットエンジンで発生する燃焼ガスの流れである。

【0004】 スクラムジェットエンジンは、その前方開口部 A から流入した圧によって圧力上昇した空気 I を酸化剤とし、昇圧装置 18 を経て水素噴射口 3 から中央空洞部 B に噴射された水素 16 を燃料としてエンジン中央部空洞 B 内で混合・燃焼させ、同エンジンの後方開口部 C からその燃焼ガス J を噴射して推力を得るものである。したがってスクラムジェットエンジンは、空気を高速で取り入れる必要から、本来大気圏内を機が高速で飛行している場合にのみ使用可能である。

## 【0005】

【発明が解決しようとする課題】 従来のスクラムジェットエンジンは、空気を高速で取り入れる必要があるため、大気圏内での高速飛行時においてのみ使用可能で、宇宙往還機の離陸時（初速ゼロあるいは低速飛行時）および大気圏外飛行時（空気希薄あるいは空気無し）には使用することができなかった。このため宇宙往還機には離陸

用ロケットエンジンおよび大気圏外飛行用ロケットエンジンを備えることが必要とされていた。このため搭載エンジン基数が増え、宇宙往還機の重量増加となり、宇宙往還機の成立を困難なものとしていた。

【0006】 本発明は従来のスクラムジェットエンジンに改良を加えて、ロケットエンジン機能を付与し、離陸時および大気圏外飛行時にも使用することができる多機能のスクラムジェットエンジンを提供しようとするものである。

## 10 【0007】

【課題を解決するための手段】 本発明は上記課題を解決したものであって、前方開口部、中央空洞部、および後方開口部を連ねた流路を備え、かつ上記中央空洞部へ水素を噴射する装置を備えたスクラムジェットエンジンにおいて、上記流路の周囲を構成する部材の一部を可動構造として前方開口部を閉鎖できるようにし、かつ上記中央空洞部へ酸素を噴射する装置を追加設置したことを特徴とするスクラムジェットエンジンに関するものである。

## 20 【0008】

【作用】 本スクラムジェットエンジンを装備した宇宙往還機が大気中を高速で飛行している時は、前方開口部から空気を取り入れ、中央空洞部へ水素を噴射して燃焼させ、後方開口部から燃焼ガスを噴出させて推力を得る。これは従来のスクラムジェットエンジンとしての作用と同じである。

【0009】 同宇宙往還機が離陸する時（初速ゼロあるいは低速飛行時）および大気圏外を飛行する時（空気希薄あるいは空気無し）は、前方開口部を閉鎖し、中央空洞部へ水素および酸素を共に噴射して混合させ燃焼させて、後方から燃焼ガスを噴出させて推力を得る。これは本発明によって付加されたロケットエンジンとしての機能である。

## 30 【0010】

【実施例】 図 1 は本発明のスクラムジェットエンジンの第 1 実施例の縦断面図である。図において、12 は固定式天板、4 は可動式カウル、5 は同可動式カウルの前部可動部を駆動するカウル駆動用アクチュエータ、3 は水素噴射口、18 は同水素噴射口に連る配管上に設けられた水素昇圧装置、16 は同昇圧装置に供給される水素の流れ、2 は酸素噴射口、19 は同酸素噴射口に連る配管上に設けられた酸素昇圧装置、17 は同昇圧装置に供給される酸素の流れ、X は可動式カウルの前部可動部の開放位置、Y は同可動部の閉鎖位置である。

【0011】 本エンジンにおいては、宇宙往還機が大気圏内を高速で飛行する時には、可動式カウル 4 の前部可動部を開放位置 X におき、水素昇圧装置 18 を介して水素噴射口 3 から水素 16 を噴射し、前方開口部から空気を取り入れ、従来のスクラムジェットエンジンと同様な作動をさせて推力を発生させる。

【0012】宇宙往還機の離陸時（初速ゼロあるいは低速飛行時）および大気圏外飛行時（空気希薄あるいは空気無し）においては、可動式カウル4の前部可動部をカウル駆動用アクチュエータ5によって閉鎖位置Yに置いてエンジン前部の空気流路を閉鎖し、前記の水素噴射に加えて、さらに酸素昇圧装置19を介して酸素噴射口2から酸素17を噴射させることによって、空気の代りに酸素を酸化剤として用い、燃料として供給された水素と混合・燃焼させることによって、ロケットエンジンとしての作用を行わせる。したがって、宇宙往還機は、離陸時および大気圏外飛行時においても、別にロケットエンジンを装備することなく、離陸および飛行を行うことができる。

【0013】本スクラムジェットエンジンは以上のような構造・作用を有しているため、これを搭載した宇宙往還機は、別にロケットエンジンを搭載する必要がないため、大幅に重量を低減することが可能となり、宇宙往還機の成立を可能とすることができる。

【0014】図2および図3は本発明のスクラムジェットエンジンの第2実施例の縦断面図である。図において、6は可動式前部天板、8は可動式後部天板、10は固定式カウル、7は前記可動式前部天板6を駆動する前部天板駆動用アクチュエータ、9は前記可動式後部天板8を駆動する後部天板駆動用アクチュエータ、3は後部天板8の可動部に設けられている水素噴射口、2は後部天板8の他の可動部に設けられている酸素噴射口である。水素噴射口3および酸素噴射口2には、図示していないが、第1実施例と同様に、それぞれ水素昇圧装置18および酸素昇圧装置19が接続され、それぞれ水素16および酸素17が供給されるようになっている。図2は本エンジンが従来と同じようにスクラムジェットエンジンとして作用する場合の天板可動部の位置を示し、図3は本エンジンがロケットエンジンとして作用する場合の天板可動部の位置を示している。

【0015】本エンジンは、宇宙往還機が大気圏内を高速で飛行する時は、天板の可動部は図2の位置に置かれ、水素噴射口3から中央空洞部へ噴射された水素と、前方開口部から取入れられた空気とが混合・燃焼させられて、従来通りのスクラムジェットエンジンとしての作用をする。

【0016】宇宙往還機の離陸時（初速ゼロあるいは低速飛行時）および大気圏外飛行時（空気希薄あるいは空気無し）には、前部および後部の可動式天板6、8がそれぞれアクチュエータ7、9の作用によって、図3の位置に置かれ、エンジンの前方開口部が閉鎖され、水素および酸素が共に中央空洞部へ噴射され、混合・燃焼させ

られてロケットエンジンとしての作用をする。

【0017】したがって、本実施例のスクラムジェットエンジンも、第1実施例と同様、別にロケットエンジンを搭載する必要がないので、大幅な重量低減をもたらす、宇宙往還機の成立を可能とすることができる。

【0018】

【発明の効果】本発明のスクラムジェットエンジンにおいては、流路の周囲を構成する部材の一部を可動構造として前方開口部を閉鎖できるようにし、かつ中央空洞部へ酸素を噴射する装置を追加設置してあるので、大気圏内高速飛行中のみならず、離陸時および大気圏外飛行時においても使用することができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明の第1実施例の縦断面図。

【図2】本発明の第2実施例の縦断面図（スクラムジェットエンジン作用時）。

【図3】同実施例の縦断面図（ロケット作用時）。

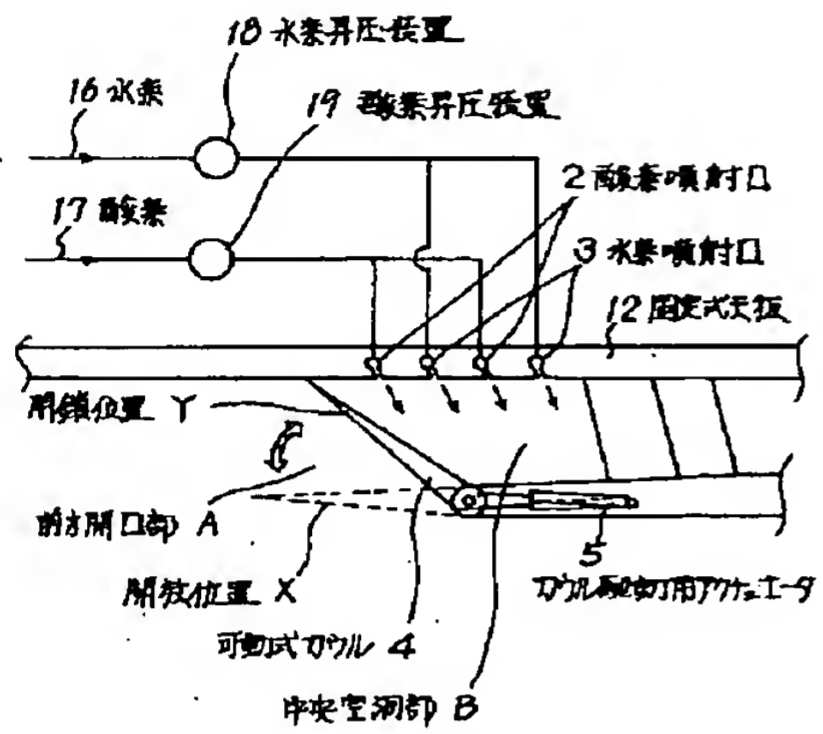
【図4】従来のスクラムジェットエンジンを装備した宇宙往還機の側面図。

【図5】従来のスクラムジェットエンジンの縦断面図。

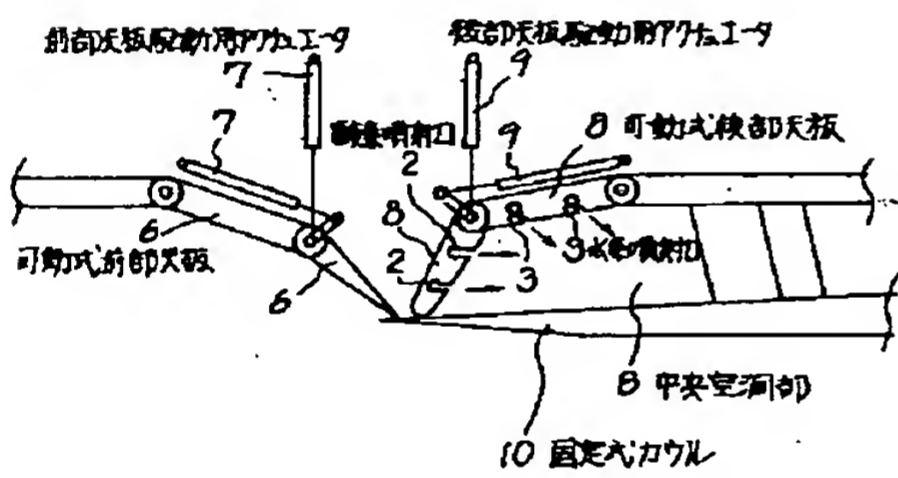
【符号の説明】

- |    |                |
|----|----------------|
| 1  | スクラムジェットエンジン   |
| 2  | 酸素噴射口          |
| 3  | 水素噴射口          |
| 4  | 可動式カウル         |
| 5  | カウル駆動用アクチュエータ  |
| 6  | 可動式前部天板        |
| 7  | 前部天板駆動用アクチュエータ |
| 8  | 可動式後部天板        |
| 9  | 後部天板駆動用アクチュエータ |
| 10 | 固定式カウル         |
| 11 | 機体前胴           |
| 12 | 固定式天板          |
| 13 | 機体後胴           |
| 15 | スラット           |
| 16 | 水素             |
| 17 | 酸素             |
| 18 | 水素昇圧装置         |
| 19 | 酸素昇圧装置         |
| A  | 前方開口部          |
| B  | 中央空洞部          |
| C  | 後方開口部          |
| I  | 流入空気           |
| J  | 燃焼ガス           |
| X  | 開放位置           |
| Y  | 閉鎖位置           |

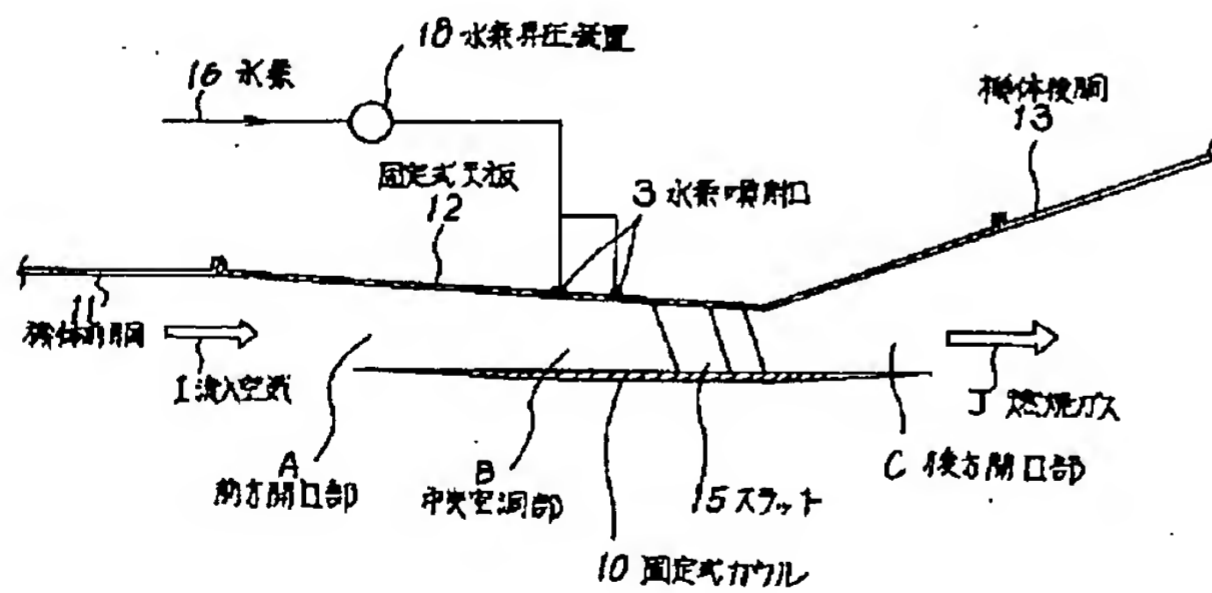
【図1】



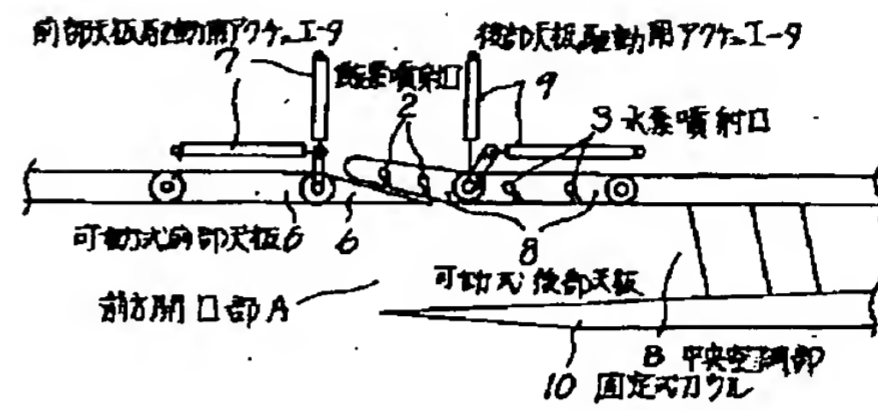
【図3】



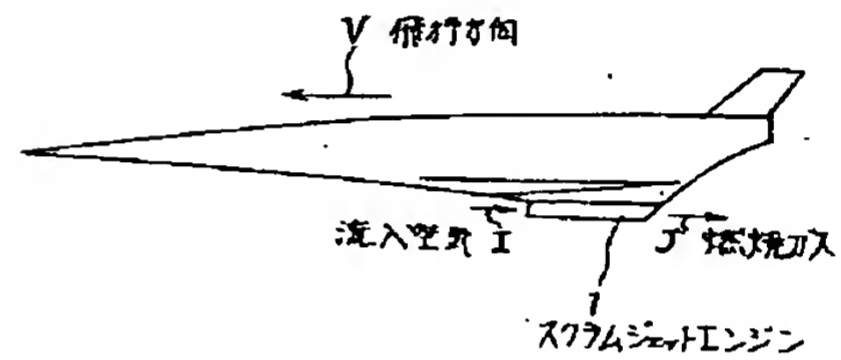
【図5】



【図2】



【図4】



フロントページの続き

(72)発明者 外川 守人  
愛知県小牧市大字東田中1200番地 三菱重  
工業株式会社名古屋誘導推進システム製作  
所内